

# 反压对超燃冲压发动机隔离段内流场的影响

冯锦虎, 高峰, 刘华, 李敏剑

(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

**摘要:**结合燃烧室工作稳定性的问题,采用 FLUENT 6.2 软件对轴对称等截面隔离段的内流场进行了数值模拟,分析了当来流马赫数  $Ma=2$  时通过改变反压条件来研究其对不同长高比等截面隔离段激波串起始位置、结构以及性能的影响。结果表明:反压对隔离段内的激波串具有“前传”模式,促使激波串结构复杂和隔离段出口畸变度降低;隔离段长高比对反压与激波串的起始位置之间的关系有非常大的影响,当长高比不是非常大( $5 < L/D < 9.667$ )时,激波串起始位置与反压呈线性关系,且变化快慢与长高比成正比,当长高比超过此范围后,线性关系不再成立。

**关键词:**超燃冲压发动机;隔离段;数值模拟;反压;激波串

**DOI:**10.3969/j.issn.1009-3516.2009.04.005

**中图分类号:** V235 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2009)04-0020-04

隔离段是超燃冲压发动机的一个重要组成部分,它能够抵抗燃烧室和进气道间的相互干扰,支持燃烧室内的较高反压,并为进气道提供一个较宽的马赫数工作范围。诸多参数影响着激波串的起始位置、长度以及隔离段的性能,其中隔离段的出口反压是必须考虑的因素之一<sup>[1-2]</sup>。当发动机工作后,燃烧室内的压力会不断变化,反压的变化又会导致隔离段内激波形态的变化,进而会影响到工作模态的转换。人们对激波与附面层相互干扰现象作了大量的理论与实验研究<sup>[3-6]</sup>,这些研究表明激波与附面层的相互干扰对整个流场的影响非常重要。总的来说,激波串的产生和发展以及激波/附面层相互干扰现象都是极为复杂的,而逆压梯度<sup>[7]</sup>的存在导致隔离段内流场的复杂特征。

国内外学者对隔离段作了不少研究<sup>[8-10]</sup>,基本都是以隔离段单独定性开展研究,而结合燃烧室工作稳定性的工作进行得很少。本文主要通过轴对称等直圆隔离段的流场进行数值模拟,研究不同反压条件对不同长高比隔离段激波串起始位置、长度和性能的影响规律。

## 1 数值计算方法

由于流场的对称性,本文计算区域取整个隔离段流场的1/2。隔离段入口设置为压力入口边界条件,隔离段出口设置为压力出口边界条件,隔离段壁面设置为绝热无滑移壁面,隔离段中心对称面设置为轴对称。计算采用二阶隐式耦合求解,湍流模型采用 S-A 湍流模型,并使得壁面网格  $y^+ > 30$  或  $y^+ \approx 1$ 。试验条件为:总压  $p_0 = 124\ 100$  Pa,静压  $P_m = 15\ 860$  Pa,总温  $T_0 = 300$  K,出口压比  $P_b/P_m = 3.85$ 。计算收敛判据为:各项残差值下降到  $1 \times 10^{-3}$  以下且不再变化,进出口流量差在  $1 \times 10^{-4}$  kg/s 以下。数值模拟算例见表1。 $D$ 为隔离段直径, $L/D$ 为隔离段长度与直径的比值, $P_b/P_m$ 为隔离段出口反压与入口静压的比值。

\* 收稿日期:2009-03-31

基金项目:空军工程大学导弹学院研究生学位论文创新基金资助项目(DY09204)

作者简介:冯锦虎(1984-),男,宁夏盐池人,硕士生,主要从事火箭发动机内流场仿真研究。

E-mail: xing-xiaoyudiar@163.com

表1 实验算例( $D=50.8\text{ mm}$ )  
Tab.1 Experiment case( $D=50.8\text{ mm}$ )

Case	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$L/D$	6	6	6	8	8	8	10	10	10	12	12	12
$P_b/P_m$	2.5	3.0	4.0	2.5	3.0	4.0	2.5	3.0	4.0	2.5	3.0	4.0
网格	220×54			293×54			367×54			440×54		

## 2 数值模拟结果与分析

### 2.1 相同长高比条件下隔离段抗反压能力研究

本节选取长高比  $L/D=8$  的隔离段进行了数值模拟,并以经过正激波前后压力比  $\pi=1+2\gamma(M_m^2-1)/(\gamma+1)$  作为最大升压比的界定<sup>[11]</sup>,其中  $\gamma$  为比热比,  $M_m$  为来流马赫数。

#### 2.1.1 反压影响的前传模式

图1给出了  $P_b/P_m$  分别为 2.5、3、4 时的壁面静压分布图,  $X/D$  为距离隔离段入口的距离与隔离段直径的比值,  $P_w/P_m$  为壁面静压与隔离段进口静压的比值。从图1可以看出,当  $P_b/P_m=2.5$  时,在附面层/激波串干扰下形成了第一道斜激波,但没有完全进入隔离段内,激波前缘位于  $X/D=7.30$  处;当  $P_b/P_m=3$  时,激波串完全进入隔离段内,波前缘位于  $X/D=6.49$ ;当  $P_b/P_m=4$  时,激波串的起始位置已经发展到了  $X/D=3.12$ 。通过分析3个反压下的激波位置可知:随着反压的增大,激波串的起始位置越来越靠前<sup>[12]</sup>。

#### 2.1.2 反压对隔离段激波串结构的影响

图2给出了  $P_b/P_m$  分别为 2.5、3、4 时的中心轴线静压分布图,  $P_s/P_m$  为中心线静压与隔离段进口静压的比值。当  $P_b/P_m=2.5$  时,隔离段内产生了激波串,本文捕捉到第一道激波串,其纵向跨度较大,强度较强,为交叉激波或正激波;当  $P_b/P_m=3$  时,激波串/附面层的干扰导致附面层压力梯度变化剧烈,高负荷的强度最终导致附面层发生分离,并对工质形成了向前膨胀、向后压缩的作用,使得中心区域形成了膨胀—压缩—再膨胀—再压缩...的工质挤压过程;当  $P_b/P_m=4$  时,完整的激波串结构形成,实验最多捕捉到了3道激波,其结构类似于  $P_b/P_m=3$  的情况,即:横向间距沿出口方向变大,纵向跨度减小,激波串强度减弱。

#### 2.1.3 反压对隔离段出口畸变度的影响

为了更好地确定燃烧室工作所需的工况特征,本文给出  $P_b/P_m$  分别为 2.5、3、4 时隔离段的出口马赫数分布图(见图3),  $D_y$  为隔离段出口位置。当  $P_b/P_m=4$  时,隔离段出口工况全部为亚声速气流,此时燃烧室工作模态为亚声速燃烧模态;当  $P_b/P_m=2.5$  和  $P_b/P_m=3$  时,隔离段出口工况为亚声速与超声速混合的流态,此时燃烧室工作模态为双模态。运用隔离段出口畸变度公式:

$$k = \frac{1}{A} \int \frac{M}{M_{CA}} dA P_{AA} \quad (1)$$

式中:  $M_{CA}$  为轴向流量平均马赫数;  $P_{AA}$  为面积平均静压,  $A$  为隔离段横截面积。对比计算隔离段出口工况可知:随着反压的增大,伪激波串的托尾段逐渐拉长,隔离段出口畸变度随之降低,使得燃烧室工作较稳定。

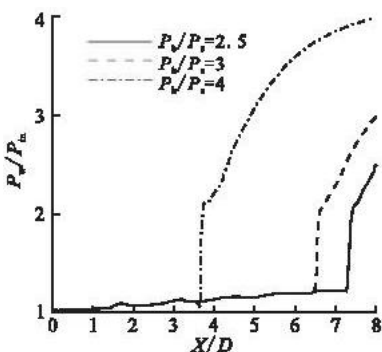


图1  $L/D=8$  时壁面静压分布图  
Fig.1 Static pressure distribution at  $L/D=8$  of the wall

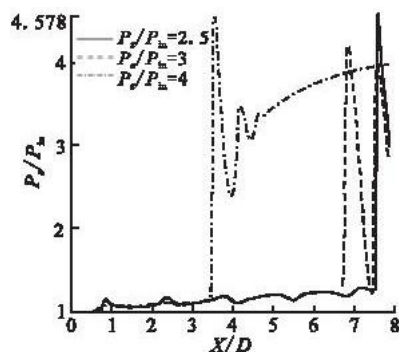


图2  $L/D=8$  时中心轴线静压分布图  
Fig.2 Static pressure distribution at  $L/D=8$  of the axis

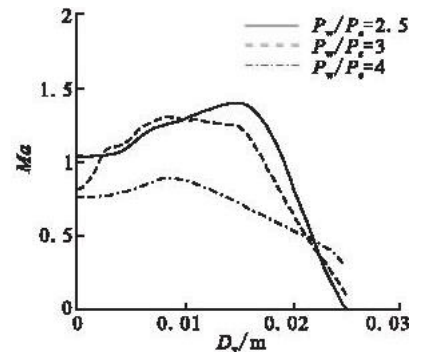


图3 隔离段出口马赫数分布图  
Fig.3 Mach number distribution of the isolator inlet

2.2 不同长高比条件下隔离段抗反压能力的研究

根据正激波理论,在  $\gamma=1.4$ ,来流马赫数  $Ma=2$  的情况下,波后压强与波前压强之比为 4.500,但实际上隔离段能承受的最大反压往往达不到这个理论值,因此本文采用  $P_b/P_m=3$  和  $P_b/P_m=4$ ,来研究长高比对隔离段内流场的影响。

2.2.1 反压、长高比对激波串起始位置的影响

图4为  $P_b/P_m=3$  和  $P_b/P_m=4$  条件下的壁面静压分布图。从中可以看出,随着反压的增大,激波串起始位置不断向入口方向移动。根据反压对工质影响的“前传”模式,此时相当于增加的反压不断将激波串“推向”入口处。

为了更清晰地分析反压与激波串起始位置的关系,表2给出了4种不同长高比隔离段  $X/D$  与  $P_b/P_m$  的关系。参考文献可知,对于长高比  $5 < L/D < 9.667^{[11,13]}$  的隔离段,其激波串起始位置与反压比有一定的线性关系,即  $X/L = -P_b/\kappa P_m + C$ ,并且  $\kappa L/D$  的值比较接近于同一常数  $M$ ,本文  $M$  值大约为  $\kappa L/D = 2.48$ , $X/L$  为距离隔离段入口的距离与隔离段长度的比值, $\kappa$  为定义比例系数, $C$  为常数。推导  $\kappa L/D \approx M$  变为  $1/\kappa \approx (1/M)(L/D)$  可知,隔离段激波串起始位置变化快慢  $1/\kappa$  是按照一定的比例系数  $L/D$  进行,即有: $XD/L^2 = C$ 。

2.2.2 长高比对激波串结构和隔离段性能的影响

图5给出了  $P_b/P_m=4$  时不同长高比情况下的中心轴线静压分布图,当  $L/D=6$  时,形成了2道激波,第一道激波纵向跨度较大,说明激波强度较大,形成了交叉激波或者强正激波,横向间距沿出口方向变宽;当  $L/D=8$  时,隔离段激波串纵向跨度减小,激波强度相对减弱;当  $L/D=10$  和  $L/D=12$  时,压缩波和膨胀波在核心流处汇合,出现了多道交叉激波的出现,实验共捕捉到了4道激波,其结构相对复杂,相邻激波纵向跨度变化幅度不大。

总压恢复系数是一个衡量隔离段设计优劣性的关键参数,其定义为:

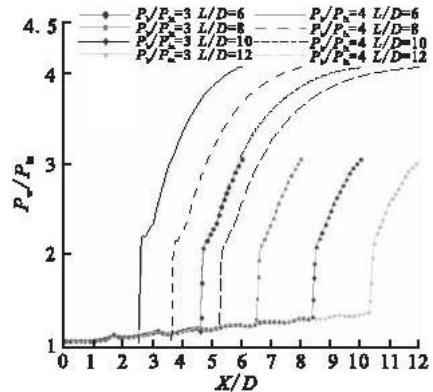
$$\frac{P_t}{P_0} = \frac{\int_A \rho V P_t dA}{\int_A \rho V P_0 dA} \quad (2)$$

式中: $P_t$  为某一截面总压; $P_0$  为隔离段入口总压; $A$  为隔离段横截面积。多数实验和仿真算例都对其做了重点分析<sup>[10]</sup>,因此本文给出了  $P_b/P_m=4$  时不同长高比隔离段的总压恢复系数,如表3所示。可以看出,随着隔离段长高比的不断增大,总压恢复系数也随之越来越小。分析原因可知,随着隔离段长高比的增加,湍流附面层内参与逆流工质的比例增加,在相互摩擦的作用下产生热量,降低了流体的总势能,导致总压恢复系数降低。这一特征反映出:在满足进气道气动和冲压发动机燃烧室稳定工作的同时,应尽可能地缩短设计隔离段尺寸。

表2 隔离段的  $\kappa K/D$  值

Tab.2  $\kappa K/D$  of isolators

$P_b/P_m$	$L/D$			
	6	8	10	12
3	0.768	0.806	0.838	0.861
4	0.367	0.401	0.458	0.440
$\kappa K/D$	2.49	2.47	2.63	2.38



4  $P_b/P_m=3$  和  $P_b/P_m=4$  时壁面静压分布

Fig.4 Static pressure distribution at  $P_b/P_m=3$  and  $P_b/P_m=4$  of the wall

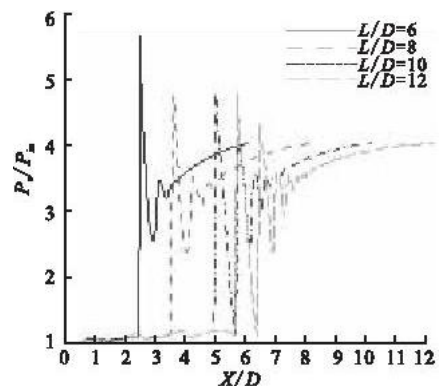


图5  $P_b/P_m=4$  时中心轴线静压分布

g.5 Static pressure distribution at  $P_b/P_m=3$  of axis

表3 总压恢复系数

Tab.3 Total pressure recovery coefficient

$L/D$	6	8	10	12
$\sigma$	0.732	0.722	0.709	0.699

### 3 结论

- 1)反压对激波串有“前传”模式,即随着反压的增大,激波串的位置向隔离段入口方向移动;
  - 2)隔离段内激波串横向间距沿出口方向变大,纵向跨度减小,激波强度减弱;
  - 3)在长高比一定的条件下,随着反压的增大,伪激波串的托尾段逐步拉长,隔离段出口畸变度降低,从而使得燃烧室的工作更加安全而稳定;
  - 4)激波串起始位置与反压比有一定的线性关系,即  $X/L = -P_b/\kappa P_m + C$ ,且  $\kappa K/D$  的值比较接近于同一常数  $M$ ,本文  $M$  值大约为  $\kappa K/D = 2.48$ ;
  - 5)隔离段长高比对相同的升压比引起激波串起始位置向前移动距离的变化快慢有一定的影响。当隔离段长高比较小时,相同的升压比引起激波串起始位置向前移动距离较小,反之亦然;
  - 6)在反压比一定的条件下,随着隔离段长高比的不断增大,总压恢复系数有减小的趋势。
- 本文计算结果已经能够从定性和定量的角度说明隔离段的流动特征和性能,但在附面层动量厚度方面,还需要进一步开展更针对性的计算,以除去各类假设带来的不确定性。

#### 参考文献:

- [1] Waltrup P J, Billig F S. Structure of Shock Waves in Cylindrical Ducts [J]. J of AIAA, 1973, 11(10): 1404—1408.
- [2] Sullins G. Experimental Results of Shock Train in Rectangular Ducts [R]. AIAA 92—5103.
- [3] Om D, Viegas J R, Childs M E. Multiple Transonic Shock—wave/Turbulent Boundary—layer Interaction in A Circular duct [J]. J of AIAA, 1985, 23(10): 1506—1511.
- [4] Om D, Viegas J R, Childs M E. Transonic Shock—wave/Turbulent Boundary—layer Interactions in A Circular Duct [J]. J of AIAA, 1985, 23(5): 707—714.
- [5] Ikui T, Matsuo K, Sasaguchi K. Modified Diffusion Model of Pseudo—shock Waves Considering Upstream Boundary Layers [J]. Bull JSME, 1981, 24(197): 1920—1927.
- [6] Shapiro A H. The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow [M]. New York: Ronald Press, 1953: 135—139, 1153—1156.
- [7] 蒋旭. 激波诱导边界层分离研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2006.  
JIANG Xuxu. Research on the Separation of Boundary Layer Induced by Shock Waves [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2006. (in Chinese)
- [8] Saied Emami. Experimental Investigation of Inlet—Combustor Isolators for A Dual—Mode Scramjet at A Mach Number of 4 [R]. NASA—95—TP3502.
- [9] Bement D A, Stevens J R, Thompson M W. Measured Operating Characteristics of A Rectangular Combustor/Inlet isolator [R]. AIAA 90—2221.
- [10] 王成鹏. 非对称来流条件下超燃冲压发动机隔离段气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.  
WANG Chengpeng. Aerodynamic Performance Analysis of Scramjet Isolator under Asymmetric Supersonic Flow [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [11] 金亮. 隔离段反压对激波串起始位置的影响[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 54—57.  
JIN Liang. Influence of Back Pressure on Location of Shock Train in Isolator [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 54—57. (in Chinese)
- [12] 杜泉. 反压气流温度及传热对隔离段激波串的影响[J]. 计算机仿真, 2008, 25(9): 32—36.  
DU Quan. Effects of Back Pressure, Temperature and Heat Transfer on Shock Train Structures inside the Isolators [J]. Computer Simulation, 2008, 25(9): 32—36. (in Chinese)
- [13] Le D B, Goynes C P, Krauss R H. Experimental Study of A Dual—mode Scramjet Isolator [R]. AIAA 2005—0023.

(编辑: 姚树峰, 徐敏)

(下转第 42 页)